

На правах рукописи



***ЖУКОВ Борис Сергеевич***

**АВТОНОМНАЯ ОПТИЧЕСКАЯ НАВИГАЦИЯ  
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПРИ ПОЛЕТАХ  
К ЛУНЕ И МАЛЫМ ТЕЛАМ  
СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ**

Специальность:

1.3.1 — Физика космоса, астрономия

**АВТОРЕФЕРАТ**

диссертации на соискание учёной степени  
доктора технических наук

Москва — 2025

Работа выполнена в Федеральном государственном бюджетном учреждении науки  
Институт космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН)

*Официальные оппоненты:* **Сазонов Василий Викторович**

доктор физико-математических наук, факультет  
космических исследований Московского государственного  
университета имени М. В. Ломоносова, декан

**Ступак Григорий Григорьевич**

доктор технических наук, Акционерное общество  
«Центральный научно-исследовательский институт  
машиностроения» (ЦНИИМаш), руководитель  
направления проекта

**Сумароков Антон Владимирович**

доктор технических наук, Публичное акционерное  
общество «Ракетно-космическая корпорация «Энергия»  
имени С. П. Королева», начальник сектора

*Ведущая организация:*

Федеральный исследовательский центр Институт  
прикладной математики им. М. В. Келдыша Российской  
академии наук

Защита диссертации состоится **04 июня 2025 г. в \_\_\_\_ ч \_\_\_\_ мин**

на заседании диссертационного совета по защите докторских и кандидатских  
диссертаций 24.1.481.02 на базе ИКИ РАН по адресу:  
117997, Москва, Профсоюзная, 84/32, подъезд А2 (конференц-зал)

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке ИКИ РАН  
и на сайте <http://iki.rssi.ru/diss/index.htm>

Отзывы на автореферат в двух экземплярах, заверенные печатью учреждения,  
просьба направлять по адресу: 117997, Москва, Профсоюзная, 84/32,  
ученому секретарю диссертационного совета 24.1.481.02.

Автореферат разослан « \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2025 г.

Ученый секретарь  
диссертационного совета 24.1.481.02  
кандидат технических наук



С. В. Воронков

## **ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ**

### **Актуальность темы исследования**

Автономная оптическая навигация находит всё более широкое применение в практике космических исследований планет и малых тел Солнечной системы. В настоящее время навигация с помощью глобальных навигационных спутниковых систем ГЛОНАСС, GPS и др. реализована только на околоземных орбитах. При полётах в дальний космос используются наземные радиотехнические методы, которые требуют значительного времени, затрачиваемого на распространение радиосигнала, на его наземную обработку и накопление измерений при движении космического аппарата (КА) по орбите.

Управление КА на траектории снижения при посадке на поверхность небесных тел осуществляется по данным бортовых инерциальных и альтиметрических систем, которые обеспечивают вывод КА в район посадки с точностью до 5–10 км для Луны и до нескольких десятков километров для Марса.

Автономная оптическая навигация, позволяющая определять положение КА путём бортовой обработки изображений, получаемых оптическими съёмочными системами, незаменима в случаях, когда требуется автоматически определять и корректировать орбиту КА в реальном времени. Такая ситуация может возникнуть при выводе КА на околопланетную орбиту и после коррекций орбиты, при пролёте малых тел Солнечной системы, орбита которых недостаточно хорошо известна, и особенно при автоматической посадке КА на поверхность небесных тел для повышения точности вывода КА в район посадки до сотен метров. Кроме того, резервирование автономной оптической навигацией традиционных наземных радиотехнических измерений повышает надёжность и безопасность космических миссий, что особенно важно при пилотируемых полётах.

Важной задачей автономной навигации при посадке космических аппаратов на поверхность небесных тел является также уклонение от препятствий. Посадка спускаемого аппарата КА Rosetta на комету Чурюмова–Герасименко (2014) на площадку с большим наклоном, которая вскоре оказалась затенённой, привела к досрочному окончанию работы КА из-за недостатка энергии. Последний пример — посадка американского зонда Intuitive Machines 1 (IM-1, 2024 г.) на Луну на площадку с большим наклоном привела к сползанию и опрокидыванию аппарата, что ограничило его работоспособность.

### **Степень разработанности**

При аэрофотосъёмке определение траектории летательного аппарата по контрольным (опорным, реперным) точкам, т.е. картографически привязанным ориентирам, и/или относительным ориентирам (связным точкам), априорно не привязанным к карте, но наблюдаемым на перекрывающихся аэрофотоснимках, является частью классической фотограмметрической задачи восстановления маршрута съёмки. Обработка результатов проводится на Земле.

При полётах в дальний космос определение орбиты КА путём наземной обработки полученных телевизионных снимков, в основном, упрощёнными методами (по краю наблюдаемого тела или по определяемому визуально направлению на его центр) широко используется в космических миссиях. Точность таких измерений зависит от опыта специалиста-обработчика.

Для автономной оптической навигации телевизионные приборы были впервые использованы в отечественной практике в проекте «Вега» в 1984–1986 гг., когда при пролёте КА мимо ядра кометы Галлея телевизионная система ТВС, а при её сбое на втором аппарате — аналоговый датчик наблюдения АДН, осуществляли автоматическое наведение платформы с научными приборами по центру яркости на ядро кометы. В математическом моделировании работы АДН автор принимал непосредственное участие.

Позднее метод автономной навигации по центру яркости применялся для наведения научной аппаратуры (с использованием дополнительного вращения КА) с помощью разработанной в Лаборатории реактивного движения JPL (*англ.* NASA Jet Propulsion Laboratory, США) автономной оптической навигационной системы AvtoNav при

полёте комет и астероидов в миссиях Deep Space 1, Stardust, Deep Impact, EPOXI и Stardust-NExT.

Распознавание контрольных точек (КТ) на земной поверхности лежит в основе полётной геометрической калибровки съёмочных систем и географической привязки космических изображений Земли, например, при ежегодно проводимой под руководством автора и по разработанной им методике полётной геометрической калибровке комплекса многозональной спутниковой съёмки (КМСС) на КА серии «Метеор-М».

В задачах машинного (технического) зрения методы автоматического распознавания объектов хорошо развиты, однако для условий космической съёмки требуется их адаптация и оптимизация с учётом как характера снимаемых объектов, так и ограниченных вычислительных возможностей бортовых процессоров.

Практически автономная оптическая навигация на трассах полёта и околопланетных орбитах до сих пор не использовалась. Отсутствовали также каталоги контрольных точек, пригодные для этой цели.

Однако она начала широко применяться при посадке космических аппаратов. Во время посадки американского аппарата MER-A (*англ.* Mars Exploration Rover-A) (Spirit) на поверхность Марса в 2004 г. с помощью системы оценки движения по изображениям при спуске DIMES (*англ.* Descent Image Motion Estimation System) методом относительной навигации по смещению ориентиров на трёх последовательных изображениях оценивалась горизонтальная скорость аппарата с использованием независимых измерений высоты и ориентации.

С помощью телевизионной системы навигации и наблюдения (ТСНН) в проекте «Фобос-Грунт» (2011), в разработке которой автор играл ведущую роль, планировалось реализовать автономные измерения высоты и горизонтальной скорости КА, а также построение карты риска для выбора наиболее безопасного места посадки.

Автономная оптическая навигация на траектории подлёта к району посадки на Марсе использовалась в американской миссии Mars-2020 с применением метода относительной навигации на местности TRN (*англ.* Terrain Relative Navigation). Метод TRN основан на использовании орбитальных изображений района посадки, с которыми осуществляется корреляция получаемых при посадке изобра-

жений. Метод позволяет также уклоняться от крупных препятствий, которые могут быть распознаны на орбитальных изображениях при их разрешении (6–12 м в миссии Mars-2020) и занесены в используемую при посадке априорную карту риска. Метод TRN применялся также при посадке зонда IM-1 (*англ.* Intuitive Machines Mission-1) на Луну.

При посадке китайских зондов Chang'E-3-6 в 2013–2024 гг. на поверхность Луны и зонда Tianwen-1 на поверхность Марса в 2021 г. автономная оптическая навигация на этапе основного торможения не применялась — для этого использовались штатные инерциальные и альтиметрические системы. Однако на последнем этапе применялась автономная система уклонения от препятствий. Непосредственно после начала вертикального спуска по ТВ изображениям автономно строилась карта риска для уклонения от крупных (более ~1 м) неровностей рельефа. На высоте 100 м для уклонения от более мелких препятствий использовалась лидарное сканирование с построением трёхмерной модели поверхности.

На индийском КА Chandrayaan-3, который успешно сел в районе южного полюса Луны в 2023 г., стояли несколько ТВ-камер. Камера для определения положения посадочного модуля LPDC (*англ.* Lander Position Detection Camera) предназначалась для автономного подтверждения вывода в расчётный район посадки и выбора места посадки по априорной фотокарте. Камера для детектирования и уклонения от препятствий LHD&AC (*англ.* Lander Hazard Detection and Avoidance Camera) предназначалась для автономного построения карты риска в комбинации с лазерным высотомером в случае выхода в нерасчётный район. Камера для определения горизонтальной скорости LHVC (*англ.* Lander Horizontal Velocity Camera) предназначалась для автономного контроля боковой скорости в сочетании с лазерным доплеровским измерителем скорости.

Для отечественных лунных миссий прорабатывается система высокоточной и безопасной посадки (СВБП) в составе лидарного и/или радиолокационного сканеров и телевизионной системы навигации и наблюдения ТСНН-2. В части определения концепции и основных характеристик ТСНН-2, а также разработки её программно-алгоритмического обеспечения автор играет ведущую роль.

## **Цели и задачи исследования**

Целью исследования является комплексная разработка и внедрение методов автономной оптической навигации космических аппаратов в практику космических полётов в дальний космос на примере полётов к Луне и к Фобосу.

Конкретными задачами исследований являются:

– разработка и исследование методов автономной оптической навигации на околопланетных орбитах и на трассе перелёта и оценка их точности;

– разработка и исследование методов автономной оптической навигации на траектории подлёта к местам посадки на поверхность небесных тел и оценка их точности;

– создание каталогов контрольных точек на поверхности Луны;

– разработка методов автономного выбора места посадки по телевизионным изображениям;

– внедрение разработанных методов автономной оптической навигации на околопланетных орбитах и на трассе перелёта в оптическую навигационную систему (ОНС) для пилотируемого транспортного корабля (ПТК);

– внедрение разработанных методов автономной оптической навигации при посадке на поверхность небесных тел в ТСНН для проекта «Фобос-Грунт» и в систему ТСНН-2 для лунных посадочных миссий.

## **Научная новизна работы**

В автономном режиме траекторные измерения по горизонту на околопланетных орбитах и на трассах перелёта для определения положения КА в планетоцентрической системе координат до настоящего времени не проводились. Разработанный автором метод автономных навигационных измерений по горизонту планеты с помощью телевизионных систем, учитывающий все основные эффекты (геометрические свойства камеры, наличие терминатора, форму тела, наличие помех, ограничение поля зрения и др.), является новым. Новыми являются также оценки точности этого метода на окололунных орбитах и на трассе перелёта «Земля – Луна».

Предлагаемый автором метод автономной навигации по КТ основан на известных фотограмметрических принципах, но оптими-

зирован для проведения автономных измерений в реальном времени на околопланетных орбитах. За счёт использования трёхмерных моделей КТ обеспечивается автоматическая адаптация к изменению структуры изображения КТ на поверхности безатмосферных тел при изменении условий освещения. В автономном режиме подобные измерения на околопланетных орбитах до настоящего времени не проводились. Новыми являются также оценки точности этого метода на окололунных орбитах.

Автономная оптическая навигация на околопланетных орбитах требует наличия специализированных каталогов КТ, оптимизированных для этих целей. Имеющиеся каталоги кратеров на поверхности Луны и других небесных тел для этой цели не подходят из-за трудности распознавания кратеров в автоматическом режиме, а также из-за их сходной структуры. Оптимальными являются ориентиры со сложной и уникальной структурой в области их определения. Автор разработал алгоритм построения специализированных каталогов КТ для целей автономной оптической навигации в окрестности безатмосферных тел по их топографическим моделям и на этой основе впервые сформировал такие каталоги для Луны.

Разработанный автором метод комбинированной навигации по контрольным точкам и относительным ориентирам при посадке на поверхность Луны и других небесных тел имеет ряд преимуществ по сравнению с применяемым в американских миссиях методом относительной навигации TRN по ранее полученным орбитальным изображениям. К этим преимуществам относятся инвариантность к условиям освещения за счёт использования 3D-моделей КТ, учёт высоты рельефа и перспективных искажений (что особенно важно на траектории основного торможения при посадке на Луну, где отклонения оси визирования от надира могут достигать  $\pm 30^\circ$ ) и значительная (на 1–2 порядка) экономия бортовой памяти. Новыми являются также оценки точности этого метода на траектории полёта к местам посадки на Луну при использовании существующих и перспективных топографических моделей Луны.

Новой является предложенная автором методика комбинирования навигационных измерений по горизонту и по контрольным точкам на околопланетных орбитах, в соответствии с которой положение КА первоначально определяется по горизонту, а далее уточняется по КТ. При этом используются дополнительные измерения



ориентации звёздными датчиками (ЗД) и привязка к абсолютному времени. Данная методика позволяет проводить навигационные измерения в полностью автономном режиме без использования дополнительной баллистической информации. Новой является реализующая эту методику концепция полностью автономной оптической навигационной системы для ПТК.

Предложенный автором метод построения фотометрической карты риска (ФКР) для выбора наиболее ровной площадки для посадки КА основан на применении простейшей и широко используемой характеристики текстуры изображений — относительной дисперсии яркости площадки. Новыми являются результаты исследования связи этого критерия с характеристиками кратеров, а также оптимизация разрешения съёмочной системы для применения этого критерия. Данный метод был реализован автором в ПАО ТСНН «Фобос-Грунт» в 2011 г. и далее был доработан для учёта общего наклона площадки. Его преимущество перед использовавшимся в последующие годы на китайских зондах «Чанъэ 3-6» и Tianwen-1 для уклонения от крупных препятствий методом, основанным на пороговых и дифференциальных тестах, — вычислительная простота и чувствительность как к крупным, так и к небольшим (камни) опасным неровностям поверхности.

### **Теоретическая и практическая значимость**

Методы автономной оптической навигации, разработанные автором, позволяют повысить надёжность и безопасность космических полётов к Луне, Марсу, Венере и малым телам Солнечной системы, предусмотренных Федеральной космической программой.

На трассе перелёта и на околопланетных орбитах автономное уточнение орбиты в реальном времени особенно важно при выводе КА на околопланетную орбиту и после коррекций орбиты, а также в нештатных ситуациях.

Автономная оптическая навигация на этапе основного торможения при посадке КА на поверхность небесных тел позволит радикально повысить точность вывода КА к месту посадки, что даст возможность выбирать для посадки районы меньших размеров и в большей степени ориентироваться на научные задачи миссии, а не на наличие больших ровных площадей.

Безопасность посадки космических аппаратов на поверхность небесных тел напрямую связана с отклонением в реальном времени от опасных уклонов и камней, которые вследствие относительно малого размера могут не быть распознаны с орбиты вследствие недостаточного разрешения орбитальных съёмочных систем. Кроме того, вследствие значительных размеров эллипса рассеяния точки выведения КА в район посадки в его пределах всегда будет иметься большое число опасных неровностей рельефа. Необходимость управляемой посадки с отклонением от опасных участков показывают приведённые выше примеры нештатной посадки КА на поверхность Луны и других небесных тел.

Приоритетной задачей стереокартирования Луны с помощью лунной стереотопографической камеры (ЛСТК) в ближайшей миссии «Луна-26» поставлено построение трёхмерных моделей участков подлёта к местам посадки будущих отечественных лунных посадочных миссий с разрешением лучше 10 м, что обеспечит эффективное применение разработанных автором методов автономной оптической навигации в следующих лунных миссиях.

## **Методология и методы исследования**

При выполнении работы использовались следующие методы:

- математическое моделирование с использованием топографических и отражательных моделей тел Солнечной системы;
- макетное моделирование поверхности тел Солнечной системы;
- стендовая отработка реальных космических приборов;
- обработка данных реальных космических съёмок, выполненных служебной телевизионной системой (СТС-Л) на КА «Луна-25», КМСС на КА серии «Метеор-М», а также имеющихся в открытом доступе изображений Луны, полученных камерами съёмочной системы LROC (*англ.* Lunar Reconnaissance Orbiter Camera) на КА LRO (*англ.* Lunar Reconnaissance Orbiter).

## **Положения, выдвигаемые на защиту**

В работе выполнено физико-техническое обоснование возможности создания системы, решающей задачу получения навигационных параметров на основе бортовой обработки данных телевизионных измерений направлений на горизонт планеты, объекты на её

поверхности и звёзды путём их распознавания с использованием соответствующих каталогов. На этой концептуальной основе базируется разработка методов измерений, состава и параметров технических средств, а также программно-математического обеспечения и технологии его отработки.

На защиту выносятся следующие результаты диссертационной работы:

1. Метод автономных оптических навигационных измерений по горизонту планеты (*соответствует п. 2 паспорта научной специальности*).

Реализуется на околопланетных орбитах и на трассах перелёта с учётом условий освещения, характеристик камеры, положения тела в поле зрения, наличия помех и др.

По результатам математического моделирования и стендовых измерений установлено, что среднеквадратическая ошибка (СКО) определения координат КА по горизонту Луны на окололунных орбитах высотой до 800 км не превышает 3–6 км в зависимости от высоты.

2. Метод автономных оптических навигационных измерений по контрольным точкам (*соответствует п. 2 паспорта научной специальности*).

Реализуется на околопланетных орбитах и при посадке космических аппаратов. За счёт использования трёхмерных моделей КТ обеспечивается автоматическая адаптация к изменению структуры изображения КТ на поверхности безатмосферных тел при изменении условий освещения.

По результатам математического моделирования и стендовых измерений, СКО определения горизонтальных координат КА по КТ на окололунных орбитах составляет 50 м, при посадке ~20 м. При топографическом картировании районов посадки будущих лунных миссий с помощью ЛСТК в миссии «Луна-26» абсолютная навигация по КТ будет возможна на всей траектории полёта к районам посадки и СКО координатных измерений может быть уменьшено до ~10 м.

3. Алгоритм и программное обеспечение формирования каталогов контрольных точек на поверхности безатмосферных тел для задач автономной оптической навигации (*соответствует п. 4 паспорта научной специальности*).

Каталоги КТ строятся на основе критериев оптимальной локализации, уникальности в области поиска, инвариантности к условиям наблюдения в широком диапазоне за счёт использования трёхмерных моделей КТ, независимости от объектов, не входящих в область определения КТ, и соответствия используемым алгоритмам навигационных измерений.

С использованием предложенного алгоритма построен специализированный глобальный каталог контрольных точек на поверхности Луны для задач автономной оптической навигации.

4. Метод построения фотометрической карты риска для определения направления на наиболее безопасную площадку для посадки на поверхность безатмосферных тел (*соответствует п. 2 паспорта научной специальности*).

Реализуется на основе критериев минимизации относительной дисперсии яркости площадки и порогов по теням и средней яркости площадки.

На примере района посадки КА «Луна-25» размером  $10 \times 30$  км с площадной долей опасных уклонов 38 % показано, что данный метод позволяет уменьшить вероятность посадки на опасные уклоны до 12–15 %. При выборе более ровного района размером  $1,2 \times 1,2$  км с площадной долей опасных уклонов 16 %, выведение КА в который с необходимой точностью требует использования автономной оптической навигации на этапе полёта, данный метод позволяет уменьшить вероятность посадки на опасные уклоны до ~3 %.

5. На основе разработанных методов предложен новый подход к построению систем автономной оптической навигации для работы на околопланетных орбитах и на трассах перелёта, сочетающий навигационные измерения по горизонту и по контрольным точкам с использованием одновременных измерений ориентации космического аппарата и времени (*соответствует п. 1 паспорта научной специальности*).

6. Разработанные в диссертации методы и подходы к решению задач автономной оптической навигации использованы при построении следующих систем (*соответствует п. 1 паспорта научной специальности*):

– телевизионная система навигации и наблюдения ТСНН для КА «Фобос-Грунт» для навигационных измерений при посадке на Фобос,

– оптическая навигационная система для пилотируемого транспортного корабля для навигационных измерений на трассе перелёта Земля – Луна и на окололунных орбитах,

– определены структура и основные характеристики системы ТСНН-2 для КА «Луна-27» для навигационных измерений на траектории подлёта к району посадки и выбора безопасного места посадки.

Таким образом, на основе проведённых исследований получены **новые научно обоснованные технические решения, внедрение которых вносит значительный вклад в развитие космических исследований.**

### **Степень достоверности и апробация результатов**

Достоверность результатов исследования подтверждается результатами математического моделирования, стендовой отработки реальных космических систем и обработки данных реальных космических съёмки.

Основные результаты диссертации опубликованы в 24 статьях в журналах из списка ВАК и 6 статьях в рецензируемых иностранных журналах.

Результаты работы докладывались на следующих всероссийских и международных конференциях и семинарах и опубликованы в их трудах:

– Всероссийские научно-технические конференции «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов» (Таруса, 2008, 2010, 2012, 2014, 2016, 2018, 2021 гг.),

– Международные конференции «Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса» (Москва, 2006, 2007, 2008, 2011, 2013, 2014, 2015 гг.),

– Научно-техническая конференция-семинар «Техническое зрение в системах управления мобильными объектами» (Таруса, 2010 г.),

– Научно-техническая конференция «Техническое зрение в системах управления» (Москва, 2011 г.),

– Международная научно-практическая конференция «Системы и комплексы автоматического управления летательными аппаратами» (Москва, 2013 г.),

– 7<sup>th</sup> International Symposium “Reducing the Costs of Spacecraft Ground Systems and Operations” (IKI RAS, Moscow, 2007),

– International Colloquium and Workshop “Ganymede Lander: scientific goals and experiments” (IKI RAS, Moscow, 2013).

### **Личный вклад автора**

Все выносимые на защиту методы автономных оптических навигационных измерений и реализующее их базовое программно-алгоритмическое обеспечение разработаны автором лично. При внедрении в оптическую навигационную систему для ПТК и в телевизионные системы навигации и наблюдения ТСНН на КА «Фобос-Грунт» и ТСНН-2 для миссии «Луна-27» автор играл ведущую роль в определении концепции и основных характеристик указанных систем, в разработке их программного обеспечения и в проведении их стендовой отработки.

### **Структура и объём диссертации**

Диссертационная работа состоит из введения, 6 глав, заключения и списка литературы. Общий объём диссертации составляет 298 страниц, включая 110 рисунков и 19 таблиц. Список цитированной литературы содержит 119 наименований.

## **ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ**

В **Главе 1** формулируются общие принципы автономной оптической навигации космических аппаратов и содержится обзор используемых систем координат и времени, геометрических и топографических моделей и отражательных характеристик тел Солнечной системы.

Задачей автономной оптической навигации на околопланетных орбитах и на трассах перелёта является измерение радиус-вектора космического аппарата в заданной системе координат (обычно связанной планетоцентрической — ПЦСК или инерциальной — ИСК) путём автоматической бортовой обработки телевизионных изображений планет или малых тел Солнечной системы. С этой целью по полученным изображениям должны выполняться синхронные, привязанные к абсолютному времени измерения направлений на точки горизонта тела и на объекты на его поверхности с априорно известными координатами в ПЦСК (контрольные точки — КТ),

а также измерения ориентации КА — звёздными датчиками и/или инерциальными системами.

При посадке космических аппаратов на поверхность небесных тел задачей автономной оптической навигации на траектории спуска являются навигационные измерения радиус-вектора КА по контрольным точкам и по априорно не привязанным к ПЦСК относительным ориентирам с использованием измерений ориентации инерциальными системами. После вывода КА в район посадки важнейшей задачей является автономный выбор наиболее безопасного места посадки. Эта задача может решаться путём анализа по ТВ-изображениям распределения поля яркости поверхности, включая распределение теней.

В качестве ИСК в работе используется вторая экваториальная система координат стандартной эпохи J2000.0 (EJ2000). Для Луны в качестве ПЦСК используется система координат Moon-ME (*англ.* Mean Earth).

Оптические навигационные измерения непосредственно проводятся во внутренней системе координат (ВСК) камер, которая жёстко связана с её объективом и фото приёмным устройством (ФПУ). После выведения на околоземную орбиту необходимо проводить полётную геометрическую калибровку камер, например, путём одновременного измерения положения КА по данным глобальных спутниковых навигационных систем, его ориентации по данным ЗД и распознавания контрольных точек на поверхности Земли. Примером является ежегодная полётная калибровка съёмочных систем семейства КМСС на КА «Метеор-М», проводимая под руководством автора и по разработанной им методике.

В качестве временной привязки используется всемирное координированное время UTC (*англ.* Universal Time Coordinated). Максимальная допустимая для целей оптической навигации погрешность привязки приборного и бортового времени, приводящая к ошибке определения положения КА в 1 м на окололунных орбитах, составляет 0,6 мс. Максимально допустимая ошибка привязки бортового времени к UTC, приводящая к ошибке определения положения ПЦСК относительно ИСК на экваторе в 1 м, составляет для Луны около 0,2 с.

Проанализированы имеющиеся глобальные топографические модели Луны. Сделан вывод, что топографические модели Луны

(GLD100 (*англ.* Global Lunar Digital Terrain Model), LOLA (*англ.* Lunar Orbiter Laser Altimeter)) в целом адекватны для решения задач глобальной околопланетной навигации. Однако необходимо построение топографических моделей более высокого разрешения ( $\sim 10$  м) на участки подлёта к местам посадки следующих лунных миссий. Эта задача поставлена как приоритетная для стереотопографической камеры (ЛСТК) в миссии «Луна-26».

Для Луны формирование эталонных изображений КТ предложено проводить по их топографическим моделям с использованием закона отражения Хапке. При бортовой обработке целесообразно использовать более простой в вычислительном отношении закон Ломмеля – Зеелигера, отличие которого от закона Хапке при углах наблюдения менее  $60\text{--}70^\circ$  не существенно для целей оптической навигации.

В **Главе 2** исследуется метод автономной оптической навигации по горизонту.

При малых размерах изображения объекта (меньше примерно 10 пикселей) направление на его центр может определяться по его центру яркости с коррекцией влияния фазового угла. Показано, что корректирующая функция определяется в основном распределением освещённости тела и слабо зависит от его закона отражения. При больших угловых размерах тела необходимо использовать навигационные измерения по горизонту.

Для навигации по горизонту планеты необходимо использовать широкоугольную камеру с полем зрения до  $\sim 180^\circ$  с объективом типа Fisheye («рыбий глаз»). Показано, что как у указанной широкоугольной камеры, так и у идеальной камеры происходит искажение изображения горизонта тела в зависимости от его положения в кадре. Вследствие этого необходимо, найдя по изображению точки горизонта и рассчитав векторы направления на них во внутренней системе координат камеры, преобразовать их в ПЦСК и аппроксимировать полученный пучок векторов круговым или эллиптическим конусом (Рисунок 1). Это делает расчёт инвариантным к типу камеры и направлению наблюдения.

Для сферического тела радиуса  $R_0$  задача сводится к решению методом наименьших квадратов системы уравнений

$$\mathbf{e}_i \cdot \mathbf{e}_0 = \cos \chi \quad (i = 1, \dots, N)$$



где  $\mathbf{e}_i$  — единичный вектор направления на точки горизонта;  $\mathbf{e}_0$  — единичный вектор направления на центр тела;  $\chi$  — угловой радиус тела;  $N$  — число детектированных точек горизонта. Радиус-вектор КА находится как  $\mathbf{R}_{SC} = -R_0/\sin(\chi)\mathbf{e}_0$ .

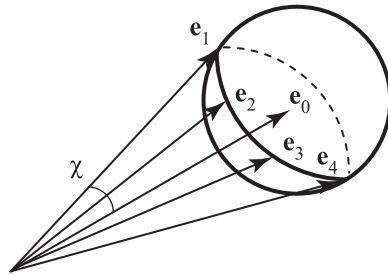


Рисунок 1 — Схема метода навигационных измерений по горизонту

Для тела, форма которого описывается эллипсоидом вращения с главными осями  $a$  и  $c$  и коэффициентом эллиптичности  $k = a^2/c^2 - 1$ , система уравнений имеет вид:

$$\mathbf{e}_i \mathbf{e}_0 + k e_{iz} e_{0z} = \sqrt{(1 + k e_{iz}^2) \cdot (\cos^2 \chi + k e_{0z}^2)} \quad (i = 1, \dots, N)$$

В этом случае  $\mathbf{R}_{SC} = -a/\sin(\chi)\mathbf{e}_0$ .

Если в случае сферического тела все расчёты можно выполнять в ВСК и преобразовать в ПЦСК лишь результирующий радиус-вектор КА, то для эллиптического тела аппроксимацию необходимо выполнять в ПЦСК, оси которой совпадают с главными осями эллипсоида.

В обоих случаях за счёт введения вспомогательных переменных удаётся при применении метода наименьших квадратов избежать наложения дополнительного нелинейного условия нормировки на единицу вектора  $\mathbf{e}_0$  и свести задачу к стандартному линейному методу наименьших квадратов.

Алгоритм навигационных измерений по горизонту включает следующие операции:

- детектирование потенциальных точек горизонта с помощью порогового и дифференциального теста при движении в прямом и обратном направлении вдоль строк и столбцов изображения;
- фильтрация световых помех (звёзд) и изображений элементов конструкции КА;

– фильтрация терминатора, используя условие, что для точек освещённого горизонта угол между проекцией на изображение вектора падения солнечных лучей и градиентом яркости должен быть меньше  $90^\circ$ , для терминатора — больше  $90^\circ$ ;

– определение единичных векторов направления на точки горизонта в ВСК и ПЦСК и их аппроксимация круговым или эллиптическим конусом для предварительного определения положения центра тела на изображении;

– секторный тест, при котором среди найденных точек горизонта сохраняются лишь те, для которых угол между направлением движения в первом тесте и вектором, проведённым из найденного центра изображения тела, превышает  $135^\circ$  (в результате отфильтровываются точки горизонта, детектированные под скользящими углами, положение которых определяется менее точно, а также оставшиеся точки терминатора);

– повторная аппроксимация направлений на точки горизонта конусом и определение радиус-вектора КА в ПЦСК;

– использование определённого радиус-вектора КА для баллистического прогноза орбиты КА.

Выполнены модельные расчёты потенциальной точности навигационных измерений по горизонту для сферического тела в зависимости от угла раствора дуги горизонта на изображении  $\varphi$ , СКО угловых измерений направления на точки горизонта  $\delta$  и интервала корреляции этих ошибок вследствие систематических отклонений рельефа поверхности от сферы. При уменьшении угла раствора дуги горизонта от  $360$  до  $180^\circ$  ошибки определения направления на центр тела и его углового радиуса изменяются мало и составляют  $(0,01...1)\delta$  при интервале корреляции  $(0,01...10)^\circ$ , далее начинают возрастать и при  $\varphi = 100^\circ$  составляют  $(0,1...3)\delta$ . При дальнейшем уменьшении угла  $\varphi$  ошибки быстро возрастают и могут в десятки и сотни раз превышать величину  $\delta$ . Поэтому для навигации по горизонту требуется захват дуги горизонта на изображении не менее  $\sim 100^\circ$ .

Проведена оценка точности навигационных измерений по горизонту Луны с использованием модельных изображений Луны. В диапазоне высот  $50$ – $200$  км СКО оценки координат подспутниковой точки (ПСТ) составили  $1$ – $6$  км, а высоты КА —  $2$ – $3$  км в зависимости от высоты и угла между плоскостью орбиты и направлением на Солнце.

В Главе 3 исследуется метод автономной оптической навигации по КТ — ориентирам, априорно привязанным к ПЦСК, и по относительным ориентирам, которые априорно к ПЦСК не привязаны.

Навигация по контрольным точкам (абсолютная навигация) основана на распознавании на изображении КТ, измерении векторов направления на них в ВСК  $\mathbf{e}_i^{\text{ВСК}}$ , преобразовании их в ПЦСК по данным об ориентации камеры, полученным звёздными датчиками или инерциальными системами с привязкой к абсолютному времени, и определении радиус-вектора КА в ПЦСК  $\mathbf{R}_{\text{SC}}$  методом обратной засечки (Рисунок 2).

Математически задача сводится к решению методом наименьших квадратов системы уравнений

$$\mathbf{r}_i = \mathbf{R}_{\text{SC}} + L_i \mathbf{T}_{\text{ПЦСК} \leftarrow \text{ВСК}} \mathbf{e}_i^{\text{ВСК}} \quad (i = 1, \dots, N),$$

где  $\mathbf{r}_i$  — радиус-вектор  $i$ -й КТ в ПЦСК;  $L_i$  — расстояние до неё;  $\mathbf{T}_{\text{ПЦСК} \leftarrow \text{ВСК}}$  — матрица преобразования из ВСК в ПЦСК;  $N$  — число КТ. Для нахождения  $3+N$  скалярных переменных (три координаты КА и  $N$  расстояний  $L_i$ ) необходимо распознавание не менее двух КТ.

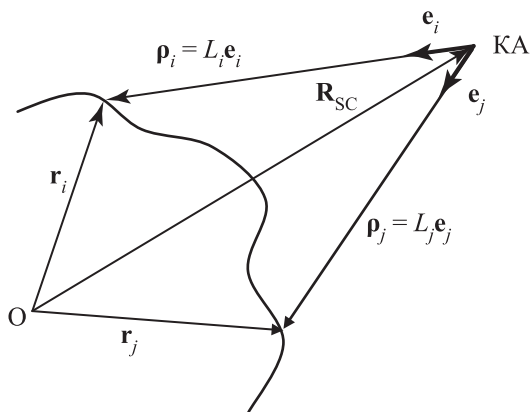


Рисунок 2 — Схема метода навигационных измерений по контрольным точкам

Модельные оценки потенциальной точности навигационных измерений при независимом измерении ориентации камеры показали, что СКО оценки горизонтальных координат КА убывает с увеличением числа КТ и возрастает с увеличением угла засечки (макси-

мального угла между КТ), но не превышает СКО координат самих КТ. Ошибки оценки высоты КА также убывают при увеличении числа КТ, однако быстро возрастают при уменьшении угла засечки и при углах засечки менее  $20^\circ$  могут на порядок и более превышать ошибки оценки горизонтальных координат

При одновременной оценке радиус-вектора КА и углов ориентации камеры ошибки их оценки резко возрастают при реальных углах наблюдения КТ вследствие корреляции оценок линейных и угловых смещений. Например, в случае использования четырёх КТ СКО оценки горизонтальных координат возрастает почти в четыре раза при угле засечки  $80^\circ$  и больше чем на порядок при угле засечки  $40^\circ$ . Поэтому во избежание существенного ухудшения точности навигационных измерений ориентацию камеры необходимо измерять независимо по данным ЗД или инерциальных систем.

Относительная навигация может использоваться в случае, когда в поле зрения камеры не попадает достаточного числа КТ. В этом случае используется смещение на последовательных изображениях относительных ориентиров. Для этого целесообразно использовать комбинированную абсолютную и относительную навигацию, когда на изображении параллельно ищутся КТ и относительные ориентиры. Если находится достаточное количество КТ, по ним определяется положение КА и осуществляется привязка относительных ориентиров к ПЦСК методом прямой засечки. Для привязки относительных ориентиров необходимо их наблюдение на менее чем на двух изображениях. При отсутствии достаточного количества КТ на очередном изображении для определения положения КА к ним добавляются относительные ориентиры, которые к этому моменту прошли привязку к ПЦСК.

Алгоритм комбинированной навигации по контрольным точкам и относительным ориентирам включает следующие операции:

- выбор КТ и относительных ориентиров, попадающих на изображение, на основании измерений по горизонту или по баллистическому прогнозу;
- выбор размеров области поиска и уровней многомасштабной пирамиды КТ;
- расчёт эталонных изображений КТ и их дескрипторов по 3D-моделям КТ;

- проекция изображения области поиска в картографическую проекцию КТ;
- иерархический поиск соответствия КТ с использованием многомасштабной пирамиды КТ;
- определение области поиска ранее найденных относительных ориентиров;
- иерархический поиск соответствия относительных ориентиров;
- расчёт радиус-вектора КА с фильтрацией неверно установленных соответствий;
- уточнение координат относительных ориентиров в ПЦСК и обновление пирамиды их эталонных изображений и дескрипторов;
- выбор новых относительных ориентиров (в квадратах, где отсутствуют КТ и ранее определённые относительные ориентиры);
- баллистический прогноз орбиты КА.

Алгоритм комбинированной навигации по контрольным точкам и относительным ориентирам целесообразно использовать при снижении и подлёте к району посадки на Луну и другие тела, когда на малых высотах из-за уменьшения поля зрения камеры в него может не попадать достаточного количества КТ. На околопланетных орбитах, когда имеется достаточное количество КТ, функции с относительными ориентирами не используются.

Проведён анализ современных критериев выбора ориентиров и их дескрипторов и их адаптация для задач космической автономной оптической навигации. В качестве критерия выбора контрольных точек рекомендован критерий Харриса, который оптимизирует чувствительность изображения ориентира к смещениям. Поскольку выбор КТ и их каталогизация проводится на Земле, повышенные вычислительные затраты при этом не имеют значения.

Для выбора относительных ориентиров при бортовой обработке рекомендован более простой в вычислительном отношении критерий на основе определителя матрицы Гессе.

В качестве дескриптора ориентиров рекомендован дескриптор SURF-64, который сочетает эффективность с относительно небольшими вычислительными затратами. Анализ чувствительности данного дескриптора к искажениям, проведённый по типичным изображениям Луны, показал, что на распознавание ориентиров слабо влияют:

- шум с отношением сигнал/шум до 10,
- ошибки в масштабе изображения до 10 %,
- перспективные искажения при отклонении от надира до 25°,
- ошибки в угле поворота вокруг оптической оси до 6°.

Сходную устойчивость к помехам показывает и классический коэффициент корреляции, однако он более сложен в вычислительном отношении.

Разработан алгоритм формирования каталогов контрольных точек для задач автономной оптической навигации. Выбранные КТ обладают свойствами:

- оптимальной локализации, что обеспечивается применением критерия Харриса;

- уникальности, т.е. отсутствия похожих ориентиров в потенциальной области поиска, что проверяется сравнением их дескрипторов;

- применимости в широком диапазоне условий наблюдения, что в случае Луны и других безатмосферных тел обеспечивается использованием трёхмерных моделей КТ и расчётом по ним эталонных изображений КТ и их дескрипторов в реальном времени для конкретных условий наблюдения;

- независимости от объектов, не входящих в область определения КТ, что обеспечивается проверкой затенения от внешних объектов;

- соответствия используемым иерархическим алгоритмам установления соответствия, что требует использования многомасштабных пирамид 3D-моделей КТ.

На основе указанных принципов сформирован глобальный каталог КТ на поверхности Луны с использованием топографической модели Луны GLD100-256P с разрешением 118 м. Каталог КТ содержит 41 252 КТ, их характеристики и пирамиды их 3D-моделей из пяти слоёв, где разрешение каждого следующего слоя пирамиды в два раза грубее предыдущего. Структура каталога КТ обеспечивает прямой доступ по заданным планетоцентрическим широте и долготе к параметрам и 3D-моделям ближайшей КТ.

В **Главе 4** исследуется фотометрический метод автономного выбора места посадки космических аппаратов по телевизионным изображениям.

При посадке опасность представляет наклон поверхности более  $7-15^\circ$  на базе 3 м, который может привести к опрокидыванию КА, и выступы рельефа и камни высотой более 30 см, на которые может опереться днище КА, сделав невозможным фиксацию части его опор на поверхности. Углы наклона поверхности более  $7^\circ$  считаются опасными, более  $15^\circ$  — критическими.

На основе анализа равновесного распределения кратеров по размерам показано, что на Луне, Фобосе и других безатмосферных телах на посадочной площадке размером  $20 \times 20$  м можно ожидать в среднем  $\sim 3$  опасных кратера. Опасность при посадке представляют молодые кратеры диаметром более  $\sim 2$  м, промежуточные по возрасту кратеры диаметром более  $\sim 2,5$  м и старые кратеры диаметром более  $\sim 4$  м.

Проанализирована предоставленная НАСА 3D-модель района посадки КА «Луна-25» к северу от кратера Богуславский, построенная по данным камеры NAC/LROC миссии LRO с разрешением 2 м. Размер модели  $30 \times 10$  км примерно соответствует эллипсу рассеяния точки вывода КА «Луна-25». Получено, что площадная доля опасных уклонов более  $7^\circ$  на данном участке составляет 38 %, а критических уклонов более  $15^\circ$  — 4,9 %.

Данные оценки показывают необходимость автономного выбора наиболее безопасной площадки в процессе посадки, так как посадка «в слепую» сопряжена со значительным риском.

Предложен подход к построению ФКР, основанный на анализе фотометрической неоднородности ТВ-изображений. Данный метод может дополнять прямые методы сканирования рельефа — лидарный или радиолокационный. Достоинствами фотометрического метода перед указанными является высокая степень аппаратурной отработки, относительно небольшие вычислительные затраты, отсутствие необходимости в стабилизации КА, а также возможность идентификации затенённых районов, которые следует избегать при посадке. Возможность характеристики рельефа поверхности по перепадам яркости определяется тем, что поверхность Луны и других безатмосферных тел покрыта реголитом и относительно однородна по составу, вследствие чего неоднородность её изображения при фазовых углах более  $\sim 40^\circ$  определяется, в основном, рельефом.

В качестве статистического критерия фотометрической неоднородности поверхности, отражающего неровность её рельефа,

выбрана относительная дисперсия яркости изображения в пределах окна, соответствующего анализируемой площадке:

$$\alpha = A\sigma^2/m^2, \quad (1)$$

где  $\sigma$  и  $m$  — среднееквадратическое отклонение и среднее значение яркости в окне;  $A$  — постоянный коэффициент. На основе анализа реальных изображений Фобоса и Луны коэффициент  $A$  выбран равным 1000 для того, чтобы градации критерия  $\alpha$ , в основном, лежали в интервале от 0 до 255 и можно было использовать 8-битовое кодирование карты риска. Для выбора оптимальной площадки для посадки из условия минимума критерия риска выбор коэффициента  $A$  не имеет значения.

Основное ограничение данного критерия состоит в том, что оценивается неровность поверхности в пределах выбранной площадки, но не её общий уклон на базе, равной размеру площадки. Его определение методами фотоклинометрии потребовало бы получения двух или более изображений анализируемого участка при существенно различных углах наблюдения и/или освещения, что в условиях посадки обычно не осуществимо. В этих условиях предложен упрощённый подход, основанный на использовании минимального и максимального порога на среднюю яркость площадки. Минимальный порог позволяет отфильтровать площадки, отклонённые от Солнца, максимальный порог — площадки, наклонённые к Солнцу. Однако данный способ не позволяет отфильтровать площадки с промежуточным азимутом наклона по отношению к Солнцу.

Таким образом, предлагаемый метод позволяет выбрать наиболее ровную площадку и частично отфильтровать ровные площадки, расположенные на опасных склонах.

Проанализирована связь критерия фотометрической неоднородности с размером кратеров. Для корректности рассматриваемого метода необходимо, чтобы критерий риска адекватно разделял случаи, когда в окне находится один опасный или много малых неопасных кратеров. Путём анализа свёртки функции рассеяния точки съёмочной системы с модельными изображениями кратеров показано, что для подавления влияния на критерий риска малых неопасных кратеров размером менее 2 м необходимо предварительное усреднение получаемых изображений до разрешения  $\sim 1$  м. При лучшем



нии на дисперсию яркости площадки начинают сильно влиять малые неопасные кратеры, при худшем — уменьшается влияние опасных кратеров.

Камни высотой более 30 см наиболее просто детектируются по отбрасываемым ими теням, которые являются особенно длинными при посадке в околополярные районы Луны. Даже при высоте Солнца  $20^\circ$ , соответствующей посадке на широте  $70^\circ$  в местный полдень, длина тени за камнем высотой 30 см составит 82 см. При посадке в утренние часы при высоте Солнца  $5^\circ$  длина тени составит 340 см. При разрешении съёмочной системы около 20 см длина тени составит соответственно 4 и 17 пикселей и её детектирование на изображении не составит труда. При использовании порога 10 % на количество затенённых пикселей будут отфильтровываться участки с площадной долей опасных камней более 3 % при высоте Солнца  $20^\circ$  и более 1 % при высоте Солнца  $5^\circ$ .

Предложен эффективный вычислительный алгоритм построения фотометрической карты риска по рассмотренным принципам, допускающий анализ посадочных окон с перекрытием без существенного увеличения времени вычислений. Для этого изображение сначала анализируется по ячейкам, размер которых равен шагу отсчётов карты риска, а затем характеристики посадочных окон рассчитываются по характеристикам входящих в них ячеек. Алгоритм включает следующие основные операции:

- определение адаптивных порогов по теням и по минимальной и максимальной средней яркости площадок, привязанных к положению максимума сглаженной гистограммы яркости освещённой части изображения;

- определение размеров посадочных окон и элементарных ячеек в пикселях так, чтобы на заданной высоте они соответствовали требуемому размеру площадки для посадки КА и шагу отсчётов карты риска;

- детектирование затенённых участков пороговым методом и расчёт степени затенения ячеек;

- закругление изображения так, чтобы его разрешение оставалось в диапазоне 0,75–1,5 м для уменьшения влияния мелкомасштабных неоднородностей поверхности;

- расчёт среднего значения и дисперсии яркости ячеек;

– расчёт доли затенения, среднего значения и относительной дисперсии посадочных окон по характеристикам ячеек, входящих в окно, при перемещении окна по изображению с шагом в одну ячейку;

– присвоение окну значения кода риска (1); если среднее значение яркости окна ниже минимального порога или выше максимального порога, окну присваивается максимальное значение кода риска 255; такое же значение кода риска присваивается окнам с долей затенения больше 10 %, а также краевым окнам;

– учёт «наихудшего» из соседних окон с весом 0,2 с тем, чтобы выбранная площадка не граничила с крупными неровностями поверхности и большими затенёнными участками.

Для учёта опасных уклонов независимо от их ориентации предложено дополнительно использовать имеющиеся для околополярных районов Луны априорные карты наклонов поверхности (АКН) с разрешением до 20–30 м. Совмещение ФКР и АКН при бортовой обработке позволяет выбирать наиболее ровную площадку без опасного общего наклона. Проиллюстрирована методика привязки в реальном времени получаемых изображений, а с ними и ФКР к АКН.

В **Главе 5** рассматриваются результаты работ по созданию оптической навигационной системы (ОНС) для пилотируемого транспортного корабля для применения на окололунных орбитах и на трассе перелёта Земля–Луна, реализующей разработанные в данной работе методы автономных навигационных измерений по горизонту и по контрольным точкам.

Оптическая навигационная система ОНС включает (Рисунок 3):

– широкоугольную навигационную камеру (ШНК) с фокусным расстоянием 3,6 мм, угловым разрешением 316 угл.с и полем зрения 180°;

– узкоугольную навигационную камеру (УНК) с фокусным расстоянием 23 мм, угловым разрешением 49,3 угл.с и полем зрения 27,5°;

– два звёздных датчика;

– блок обработки данных (БОД).

Особенностью навигационных измерений на трассах перелёта является изменение расстояния до наблюдаемого тела в широких пределах. Это заставляет использовать как камеры различного разрешения, так и разные методы навигации: по центру яркости на

дальних расстояниях, пока размер изображения тела не превышает ~10 пикселей, далее навигацию по горизонту и при подлёте к планете — навигацию по контрольным точкам.

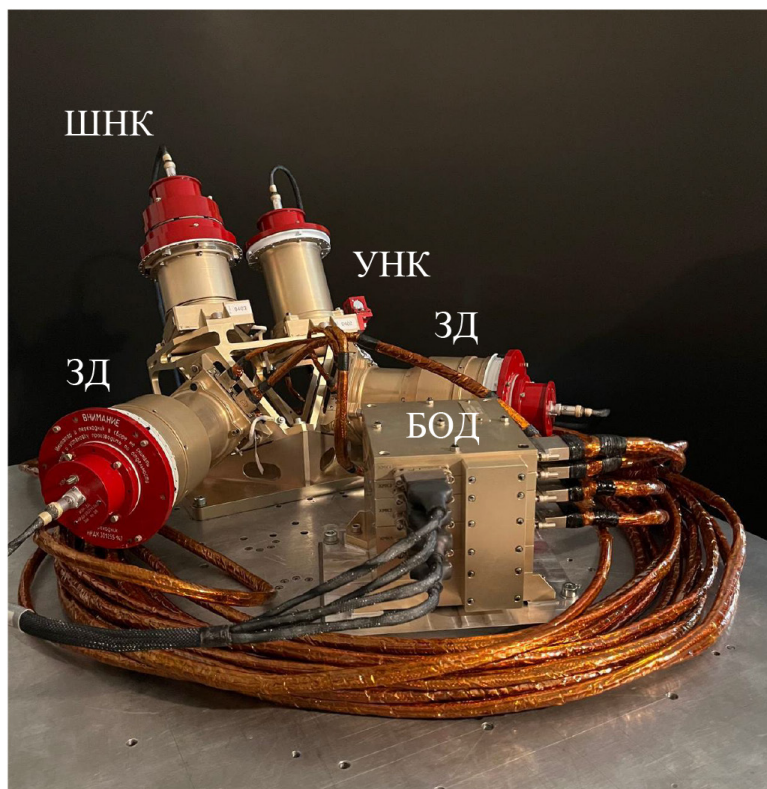


Рисунок 3 — Оптическая навигационная система для пилотируемого транспортного корабля

После выхода на околопланетную орбиту навигационные измерения осуществляются как по горизонту, так и по контрольным точкам. Навигация по горизонту используется для начальной грубой оценки положения КА на орбите для того, чтобы ограничить область поиска контрольных точек. Она даёт возможность ОНС работать полностью автономно, позволяя избежать необходимости использования прогнозной орбитальной информации.

Навигационные камеры дополнены звёздными датчиками для определения их ориентации в инерциальном пространстве. Для

перехода от инерциальной к планетоцентрической системе координат бортовой комплекс управления ПТК обеспечивает привязку к абсолютному времени.

Проведена наземная геометрическая и радиометрическая калибровка камер ОНС.

Разработано базовое ПАО ОНС, реализующее разработанные методы навигационных измерений по горизонту и по контрольным точкам. В режиме «автоматический» ШНК и УНК автоматически адаптируются к условиям наблюдений на разных участках полёта. Для этого они постоянно контролируют расстояние до наблюдаемой планеты, выбирают оптимальные режимы измерений, переходя от работы по горизонту к КТ разного масштаба.

Для экспериментальной отработки ОНС создан специализированный стенд, в состав которого входят стенд ШНК, стенд УНК и стенды звёздных датчиков. Разработано ПАО моделирования изображений Земли и Луны при движении КА по заданной орбите, а также ПАО автоматической радиометрической и геометрической калибровки стенда, обеспечивающее соответствие предъявляемых камерам изображений условиям реальной съёмки.

При стендовой отработке ОНС ошибки навигационных измерений определялись путём сопоставления заданных и измеренных значений координат КА. Ошибки представлялись в системе координат RNB, где ось  $R$  направлена по радиус-вектору КА в ПЦСК, ось  $N$  — вперёд в плоскости орбиты перпендикулярно оси  $R$ , ось  $B$  — перпендикулярно плоскости орбиты.

На окололунных орбитах (Рисунок 4) СКО координатных измерений ШНК по горизонту не превышает 2–3 км, а максимальные значения ошибок лежит в пределах 10 км. Ошибки ШНК по контрольным точкам в горизонтальной плоскости (по координатам  $N$ ,  $B$ ) на порядок меньше, чем по горизонту: их СКО не превышает нескольких сотен метров, а максимум — в пределах 1 км. Ошибки по высоте (по координате  $R$ ) примерно в два раза больше, чем в горизонтальной плоскости.

На высотах 200 км и выше СКО навигационных измерений УНК по контрольным точкам в горизонтальной плоскости составляет около 50 м, а максимальные ошибки не превышают 200–300 м. Ошибки по высоте в этом случае почти на порядок больше, чем по горизонтали из-за недостаточного углового поля зрения УНК.

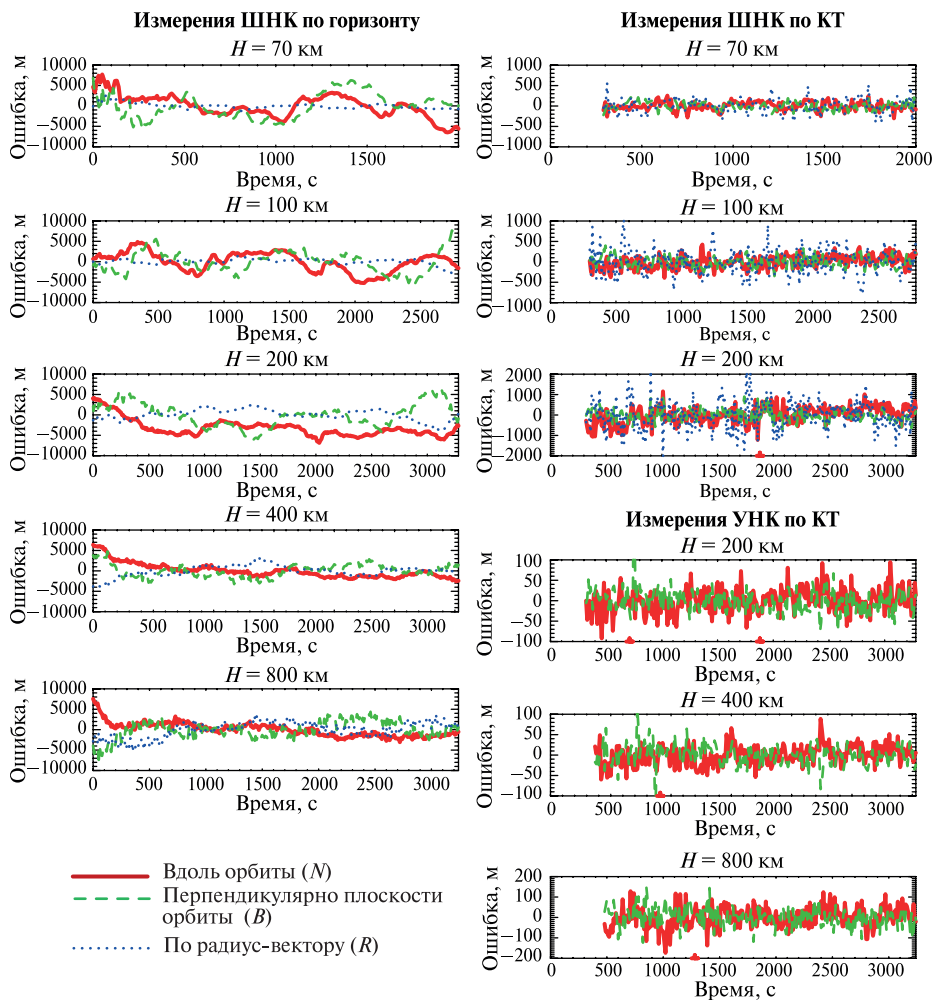


Рисунок 4 — Пример ошибок навигационных измерений ОНС на окололунных орбитах по результатам стендовой отработки

На трассе перелёта Земля–Луна (Рисунок 5) режимы измерений ОНС переключаются автоматически. Ошибки измерения высоты (расстояния до поверхности) с помощью УНК по горизонту уменьшаются от  $\sim 10\%$  на расстоянии 100 тыс. км до  $\sim 1\%$  на расстоянии  $\sim 10$  тыс. км. Далее при переключении на измерения УНК по КТ ошибки уменьшаются до  $\sim 0,1\%$ . При переходе на измерения ШНК по КТ на расстоянии менее 200 км, где в поле зрения УНК не попа-

дает достаточного количества КТ, ошибки снова возрастают до  $\sim 1\%$ . Ошибки определения направления на центр Луны при измерениях УНК по горизонту уменьшаются от  $\sim 10$  угл. мин до  $\sim 1$  угл. мин при пролёте от 100 до 10 тыс. км, при переключении на измерения УНК по КТ уменьшаются до  $\sim 0,1$  угл. мин, и снова возрастают до  $\sim 1$  угл. мин при переключении на измерения ШНК по КТ.

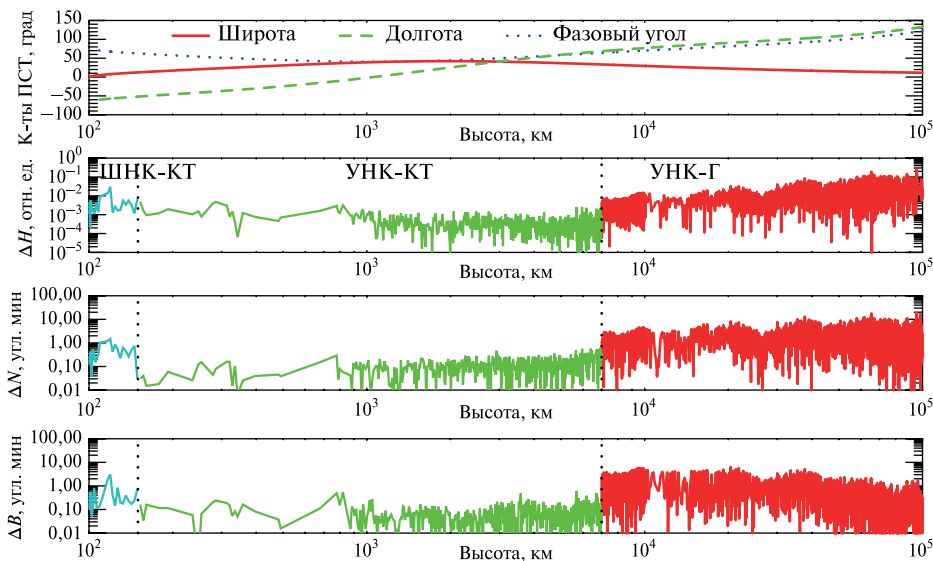


Рисунок 5 — Пример ошибок навигационных измерений ОНС на трассе перелёта Земля – Луна по результатам стендовой обработки

Систематическое тестирование ПАО ОНС проводится на околоземных орбитах по данным съёмки, выполняемых комплексом многозональной космической съёмки КМСС-2 на КА серии «Метеор-М». На Рисунке 6 представлен пример проведённых измерений на одном из маршрутов.

Было обработано 28 маршрутов КМСС-2. Из 34 665 КТ, попавших в поле зрения камеры, было распознано 11 583 КТ, т.е. 33 %. Основная причина нераспознавания КТ — наличие облачности. Из 3933 обработанных кадров навигационные измерения были успешно проведены по 1779 кадрам, т.е. по 45 % от общего числа кадров. Среднеквадратическая ошибка измерения координат в плоскости полёта (по координате  $N$ ) составила 36 м, в перпендикулярной плоскости (по координате  $B$ ) — 61 м, по высоте — 297 м.

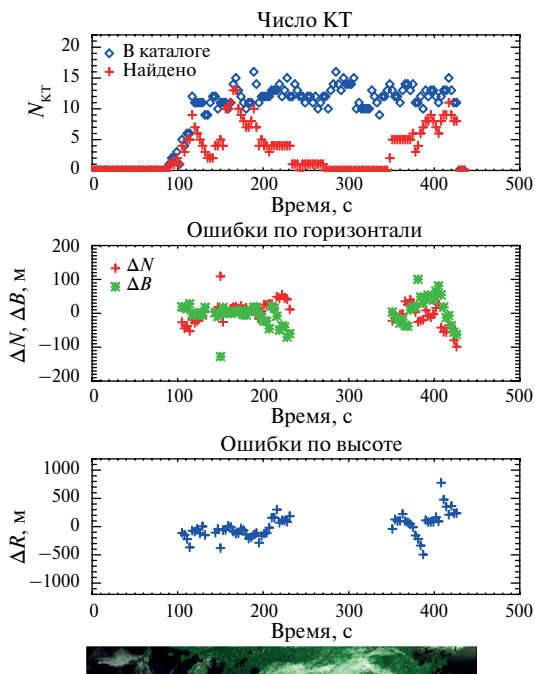


Рисунок 6 — Пример результатов навигационных измерений на маршруте КМСС-2

В данном случае ошибки оценки положения КА включают ошибки географической привязки снимков КМСС-2, составляющие несколько десятков метров. Полученные величины ошибок по порядку величины согласуются с результатами стендовых измерений.

Натурная проверка методов автономной оптической навигации на окололунных орбитах проводилась по изображению, полученному 17 августа 2023 г. с окололунной круговой орбиты высотой 100 км камерой КАМ-С, входящей в состав служебной телевизионной системы (СТС-Л) на КА «Луна-25». Камера КАМ-С по полю зрения и угловому разрешению занимает промежуточное положение между ШНК и УНК.

При применении программно-алгоритмического обеспечения, разработанного для ОНС, к реальному изображению Луны были распознаны все 10 попадающих в поле кадра контрольных точек из каталога ОНС (Рисунок 7).

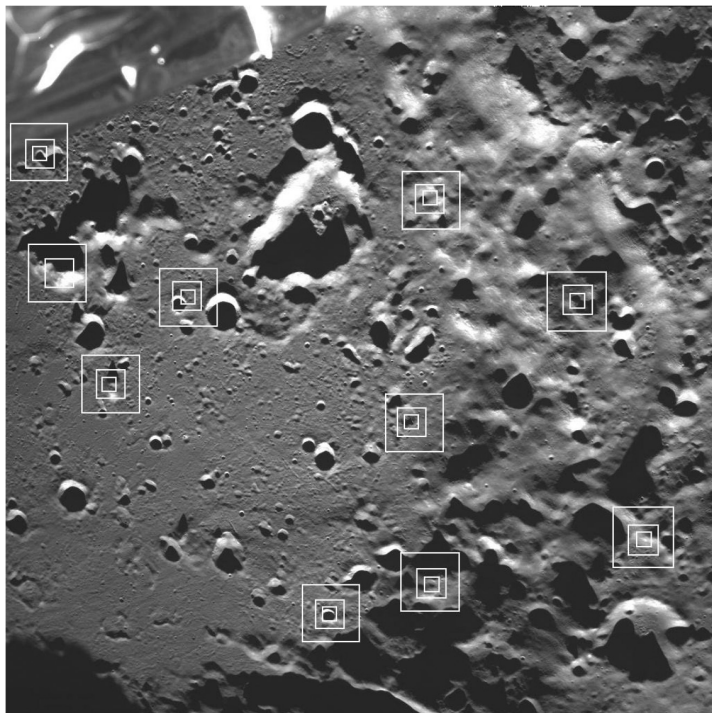


Рисунок 7. Контрольные точки, найденные иерархическим алгоритмом установления соответствия на изображении поверхности Луны, полученном камерой КАМ-С/СТС-Л 17 августа 2023 г. (показаны белыми вложенными квадратами)

Среднеквадратические ошибки определения координат КА по изображению, оценённые по остаточным отклонениям, составляют в селеноцентрической системе координат около 70 м по координатам  $X$  и  $Y$  и около 200 м по координате  $Z$ , что согласуется с ошибками стендовых измерений. Расхождение с результатами баллистического прогноза достигает 1,8 км. Указанное расхождение может быть связано с ошибками баллистического прогноза положения КА, которые оцениваются в  $\sim 1$  км, и дискретностью привязки времени съёмки к бортовому времени в 1 с, что приводит к ошибке вдоль траектории полёта до 1,6 км.

Результаты стендовой и натурной отработки в целом подтвердили разработанную концепцию оптической навигационной



системы и расчётную точность навигационных оптических измерений на окололунных орбитах и на трассе перелёта Земля – Луна.

В **Главе 6** рассматриваются результаты работ по созданию систем автономной оптической навигации для посадки на поверхность Фобоса и Луны.

Посадка на Луну, планеты и малые тела Солнечной системы может отличаться в каждом конкретном случае по баллистической схеме и используемым техническим средствам в зависимости от величины силы тяготения исследуемого тела, наличия атмосферы и её плотности и других факторов. Тем не менее, основные задачи автономной оптической навигации в процессе снижения и посадки КА на поверхность небесных тел схожи:

- траекторные измерения на участке подлёта и снижения для приведения КА в выбранный район посадки (этап основного торможения – ОТ),

- выбор наиболее безопасного места посадки при квазивертикальном снижении КА после выхода в район посадки (этап прецизионного торможения – ПТ).

Для моделирования изображений поверхностей, типичных для безатмосферных тел, с высоким пространственным разрешением, создан специальный стенд моделирования (СМ). Он позволяет физически моделировать структуру поверхности, характерную, в частности, для Фобоса и Луны, и получать изображения поверхности в условиях освещения, которые будут реализовываться при реальной посадке.

Для решения научных и навигационных задач в проекте «Фобос-Грунт» разработана телевизионная система навигации и наблюдения (ТСНН), в состав которой входят две узкоугольные телевизионные камеры (УТК) высокого разрешения с фокусным расстоянием 500 мм, угловым разрешением 3 угл.с и полем зрения  $0,85^\circ$  и две обзорные широкоугольные телевизионные камеры (ШТК) с фокусным расстоянием 18 мм, угловым разрешением  $84,8$  угл.с и полем зрения  $23,3^\circ$ .

Задачей УТК являлись навигационные съёмки Марса и Фобоса и выбор района посадки с орбит искусственного спутника Марса. При этом получаемая информация должна была обрабатываться на Земле.

Задачами ШТК при посадке на поверхность Фобоса являлись стереоизмерения высоты и измерения смещения опорного объекта на последовательных изображениях, которые с использованием измерений высоты и ориентации КА, выполняемых штатными системами КА, позволяют оценить боковую скорость КА. Важной задачей на последнем этапе снижения являлось построение фотометрической карты риска.

Тестирование на стенде ТСНН с использованием полученных на СМ стереоизображений модельных поверхностей показало адекватный выбор наиболее ровной площадки по фотометрической карте риска при снижении от 1500 до 50 м. Подтверждена точность стереоизмерений высоты  $\sim 1$  м на высоте 100 м с уменьшением ошибки измерений высоты пропорционально квадрату высоты.

Разработана концепция и определены характеристики телевизионной системы навигации и наблюдения (ТСНН-2) для проекта «Луна-27» для функционирования в составе системы высокоточной безопасной посадки (СВБП). Система ТСНН-2 предложена в составе:

- широкоугольной телевизионной камеры ШТК с фокусным расстоянием 4,6 мм, угловым разрешением 4,1 угл. мин. и полем зрения  $76^\circ$  для автономных траекторных измерений на этапе ОТ при снижении от 20 до 2 км;

- узкоугольной телевизионной камеры УТК с фокусным расстоянием 12,3 мм, угловым разрешением 1,5 угл. мин и полем зрения  $49^\circ$  для построения фотометрической карты риска на этапе ПТ;

- блока обработки данных.

Проведено моделирование автономных оптических навигационных измерений на типичной траектории полёта к району посадки будущих лунных миссий на примере траектории полёта КА «Луна-25» к месту посадки на широте  $\sim 70^\circ$  (Рисунок 8).

При этом использовались существующие для этих широт топографические модели Луны с разрешением 118 м. В этом случае абсолютная навигация оказалась возможной до высот  $\sim 6,5$  км, СКО горизонтальных координат КА составила около 20 м, высоты — 35 м, а максимальные ошибки — 90 и 180 м соответственно. При переходе на относительную навигацию на более низких высотах систематические траекторные ошибки возрастали до 200–300 м.

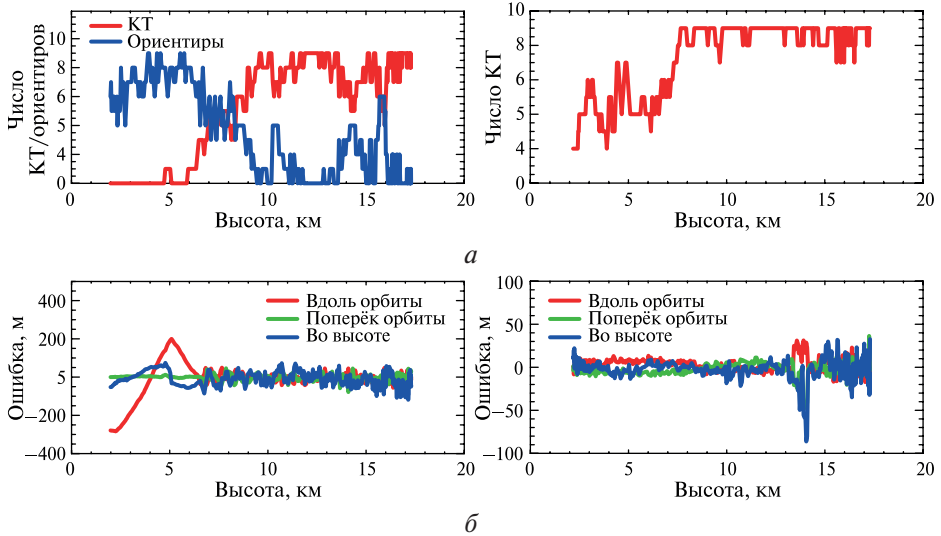
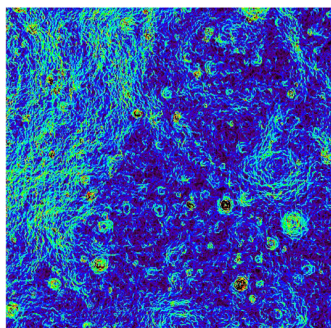


Рисунок 8 — Результаты моделирования оптической навигации на этапе ОТ при использовании модели LOLA256P с разрешением 118 м (слева) и синтетической модели с разрешением 11,8 м (справа): *а* — число распознанных контрольных точек и относительных ориентиров; *б* — ошибки вдоль орбиты, поперёк орбиты и по высоте

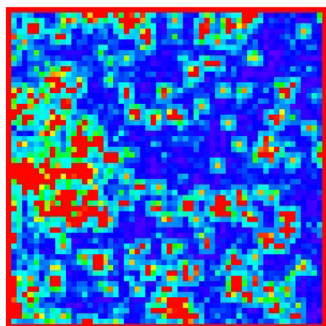
Приоритетной задачей стереосъёмки поверхности Луны с помощью лунной стереотопографической камеры (ЛСТК) в миссии «Луна-26» поставлено построение топографических моделей с разрешением  $\sim 10$  м на участки подлёта к местам посадки следующих лунных посадочных миссий. По результатам моделирования показано, что в этом случае абсолютная навигация будет применима на всём участке ОТ до высоты 2 км, СКО траекторных измерений горизонтальных координат уменьшится до 8–9 м, высоты — до 13 м, а максимальные ошибки — до 31–47 и 86 м соответственно.

Для анализа информативности фотометрической карты риска (ФКР), которая должна строиться на этапе ПТ с высоты 500 м, использовались 3D-модель района посадки КА «Луна-25» с разрешением 2 м и размером  $10 \times 30$  км, соответствующим эллипсу рассеяния точки посадки без использования автономной оптической навигации на этапе подлёта. Для анализа статистических характеристик площадок, выбираемых по фотометрической карте риска, изображения разбивались на квадраты размером  $200 \times 200$  м, соответствующим

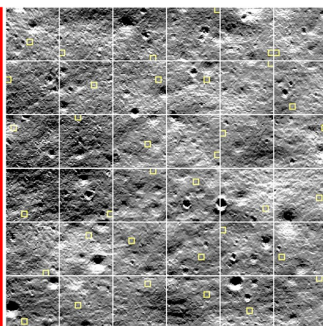
расстоянию максимального горизонтального манёвра  $КА \pm 100$  м, и в каждом из них находилась площадка с минимальным значением кода риска.



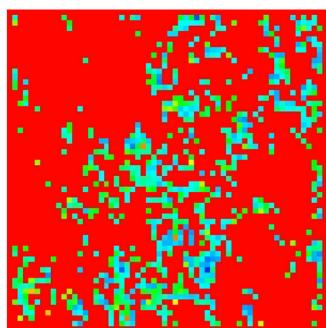
*a*



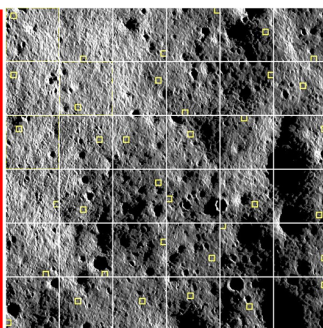
*б*



*в*



*з*



*д*

Рисунок 9. Выбор площадок для посадки в квадратах  $200 \times 200$  м на участке размером  $1,2 \times 1,2$  км: *a* — карта уклонов; *б, в* — карта риска и квадраты с выбранными в них площадками  $h_S = 20^\circ$ ; *з, д* — то же при  $h_S = 5^\circ$

При высоте Солнца  $h_s = 20^\circ$  выбор площадки для посадки оказался возможным в 96 % квадратов, при высоте Солнца  $h_s = 5^\circ$  — примерно в половине квадратов. У площадок, выбранных по ФКР, среднеквадратическое значение уклона оказалось на 40 % меньше, чем в среднем по всему изображению, средняя доля опасных уклонов, превышающих  $7^\circ$ , уменьшилась с 38 до 12–15 %, а доля критических уклонов, превышающих  $15^\circ$  — с 4,9 до 0,3–0,8 % в зависимости от высоты Солнца.

Аналогичные расчёты были проведены для более ровного участка поверхности размером  $1,2 \times 1,2$  км, на котором площадная доля опасных уклонов больше  $7^\circ$  составляет 16 % (Рисунок 9). Площадки для посадки были выбраны во всех квадратах при всех значениях высоты Солнца. Доля опасных уклонов на площадках, выбранных по ФКР на этом участке, уменьшилась более чем в пять раз — до ~3 %.

Этот пример иллюстрирует возможность уменьшения вероятности посадки на опасные уклоны до ~3 % за счёт выбора более ровного района посадки размером ~1 км и использования ФКР. Реализация этой возможности требует использования автономной оптической навигации на этапе подлёта для повышения точности вывода КА в выбранный район не хуже нескольких сотен метров.

## **ЗАКЛЮЧЕНИЕ**

### **Итоги выполненных исследований**

В результате выполненных исследований:

1. Разработан и исследован метод автономной оптической навигации по горизонту планеты на околопланетных орбитах. По результатам математического моделирования и стендовой отработки среднеквадратические ошибки (СКО) измерений радиус-вектора КА по горизонту Луны на орбитах высотой до 800 км не превышают 3–6 км в зависимости от высоты.

2. Разработан и исследован метод автономной оптической навигации по контрольным точкам (КТ) на поверхности планеты. При использовании данных звёздных датчиков об ориентации камеры, СКО измерений горизонтальных координат КА на окололунных орбитах с помощью узкоугольной навигационной камеры (УНК)

с полем зрения  $\sim 30^\circ$  не превышают  $\sim 50$  м, СКО измерений высоты не превышают  $\sim 400$  м. При отсутствии независимых измерений ориентации звёздными датчиками одновременное определение положения и ориентации КА по КТ может приводить к повышению ошибок определения горизонтальных координат КА более чем на порядок.

3. Разработана методика комплексирования навигационных измерений по горизонту и по контрольным точкам на околопланетных орбитах. На основании навигационных измерений по горизонту определяется область поиска КТ сначала на изображениях ШНК и по ним уточняется радиус-вектор КА, далее определяется область поиска КТ на изображениях УНК и по ним происходит окончательное уточнение радиус-вектора КА. В результате обеспечивается автономность и высокая точность навигационных измерений.

4. Разработан и исследован метод комплексирования навигационных измерений по контрольным точкам и относительным ориентирам на траектории снижения при подлёте к месту посадки. Показано, что при использовании существующих для таких широт моделей Луны с разрешением 118 м абсолютная навигация возможна до высот  $\sim 6,5$  км. При этом СКО горизонтальных координат КА составляет около 20 м, высоты — 35 м. При переходе на относительную навигацию на более низких высотах систематические траекторные ошибки возрастают до 200—300 м. При использовании перспективных топографических моделей с разрешением  $\sim 10$  м, которые должны быть построены по результатам миссии «Луна-26», абсолютная навигация может быть применима на всём участке подлёта до высоты 2 км. В этом случае среднеквадратическая ошибка измерений координат КА уменьшится до  $\sim 10$  м. Таким образом, миссия «Луна-26» является важным подготовительным этапом для обеспечения автономной оптической навигации на этапе основного торможения следующих лунных миссий.

5. По типичным изображениям Луны исследованы методы выбора и установления соответствия контрольных точек и относительных ориентиров и их чувствительность к шуму, ошибкам задания масштаба и углов ориентации камер. Для выбора контрольных точек, который проводится на Земле, рекомендовано использование детектора Харриса, для выбора относительных ориентиров в реальном времени — более экономичного в вычислительном отношении определителя матрицы Гессе. Для установления соответствия ориен-

тиров рекомендован выбор дескриптора SURF-64. При его использовании на установление соответствия ориентиров слабо влияют: шум с отношением сигнал/шум до 10, ошибки в масштабе изображения до 10 %, искажения при отклонении от надира до 25°, ошибки в угле поворота вокруг оптической оси до 6°. Близкую устойчивость к искажениям показывает классический коэффициент корреляции, однако он более трудоёмок в вычислительном отношении.

6. Разработан глобальный каталог контрольных точек на поверхности Луны для задач автономной оптической навигации, содержащий более 41 тыс. КТ. Выбранные КТ обладают свойствами оптимальной локализуемости, уникальности в области поиска, инвариантности к условиям наблюдения в широком диапазоне, независимости от объектов, не входящих в область определения КТ, и соответствия используемым алгоритмам навигационных измерений. Инвариантность к условиям наблюдения обеспечивается использованием многомасштабной пирамиды топографических моделей КТ, по которой рассчитываются эталонные изображения и дескрипторы КТ для конкретных направлений освещения и наблюдения. Структура каталога обеспечивает прямой доступ к КТ по заданным географическим координатам.

7. Разработан фотометрический метод автономного выбора места посадки (уклонения от препятствий) на поверхности Луны и других безатмосферных тел на основе минимизации относительной дисперсии яркости площадки и использования адаптивных порогов на её среднюю яркость. На примере планировавшегося района посадки КА «Луна-25» размером 10×30 км с площадной долей опасных уклонов 38 % показано, что данный метод позволил уменьшить вероятность посадки на опасные уклоны до 12–15 %. При выборе более ровного района размером 1,2×1,2 км с площадной долей опасных уклонов 16 % данный метод позволил уменьшить вероятность посадки на опасные уклоны до ~3 %. Реализация этой возможности напрямую связана с повышением точности вывода КА в заданный район посадки с ошибкой не хуже нескольких сотен метров, что в свою очередь требует использования автономной оптической навигации на этапе подлёта к району посадки.

8. Разработанное программно-алгоритмическое обеспечение автономной оптической навигации на околопланетных орбитах проходит систематическую апробацию по данным комплекса много-

зональной спутниковой съёмки КМСС-2 на КА серии «Метеор-М». Его натурная проверка на окололунной орбите успешно проведена по изображению СТС-Л с КА «Луна-25».

9. На основе предложенных методов автономной оптической навигации на околопланетных орбитах и на трассе перелёта создана оптическая навигационная система для пилотируемого транспортного корабля.

10. На основе предложенных методов автономной оптической навигации при посадке на поверхность небесных тел создана телевизионная система навигации и наблюдения ТСНН для проекта «Фобос-Грунт», а также разработана концепция и определены основные характеристики телевизионной системы навигации и наблюдения ТСНН-2 для миссии «Луна-27».

## **Рекомендации**

На основании проведённых исследований можно предложить следующие рекомендации:

1. Автономная оптическая навигация должна дополнять традиционные наземные радиотехнические и бортовые инерциальные навигационные измерения. Применение автономной оптической навигации наиболее перспективно при выводе КА на околопланетную орбиту и после коррекций орбиты, при пролёте малых тел Солнечной системы, орбиты которых недостаточно хорошо известны, и особенно при автоматической посадке КА на поверхность небесных тел. Кроме того, резервирование автономной оптической навигацией традиционных методов навигационных измерений повышает надёжность и безопасность космических миссий, что особенно важно при пилотируемых полётах.

2. Приоритетной задачей съёмок поверхности Луны с помощью лунной стереотопографической камеры (ЛСТК) в миссии «Луна-26» должно быть построение топографических моделей Луны с разрешением ~10 м на участки подлёта к местам посадки следующих лунных посадочных миссий.

3. Необходимо повышение производительности отечественных бортовых процессоров, пригодных для космических применений, которое позволит оптимизировать бортовые алгоритмы автономной оптической навигации и повысить их быстродействие.



## **Перспективы дальнейшей разработки темы**

1. Очевидное направление дальнейшей разработки данной темы — применение методов автономной оптической навигации при полётах к планетам и малым телам Солнечной системы и при посадке на их поверхность. Сюда относятся перспективные автоматические и пилотируемые миссии к Луне, к Марсу, Венере и другим телам Солнечной системы, предусмотренные Федеральной космической программой. При полётах в дальний космос роль автономной оптической навигации многократно возрастает вследствие увеличения времени распространения сигнала и ограничений методов наземных радиотехнических траекторных измерений.

2. Требуют дальнейшей проработки отдельные проблемы автономной оптической навигации, в частности, экспериментальные исследования высоты условного горизонта планет с атмосферой, оптимизация методов распознавания ориентиров для космического применения и алгоритмов бортовой баллистической фильтрации результатов оптических навигационных измерений. Необходимы дополнительные исследования методов построения фотометрических карт риска, особенно в части распознавания абсолютных уклонов площадок.

3. Применение методов автономной оптической навигации перспективно также при автоматическом сближении и причаливании КА, особенно в некооперируемом режиме, когда навигация должна проводиться в отсутствие мишеней по элементам конструкции пассивного КА, используемым в данном случае как «контрольные точки».

4. Дополнительное перспективное направление использования методов автономной оптической навигации — решение задач картографической привязки получаемых снимков в реальном времени в полёте на борту КА.

## **Список работ, опубликованных автором по теме диссертации**

Публикации в журналах из списка ВАК:

1. *Аванесов Г. А., Бонев Б. И., Кемпе Ф., ..., Жуков Б. С. и др.* Телевизионные съёмки Фобоса: первые результаты // Письма в Астрон. журн. 1990. Т. 16. № 4. С. 378-388.

2. *Аванесов Г. А., Гордеев З. В., Гришин В. А., Жуков Б. С. и др.* Телевизионная система навигации и наблюдения // *Астрон. вестн.* 2010. Т. 4. № 5. С. 473–479.
3. *Аванесов Г. А., Полянский И. В., Жуков Б. С. и др.* Комплекс многозональной спутниковой съемки на борту КА «Метеор-М» № 1: три года на орбите // *Исслед. Земли из космоса.* 2013. № 2. С. 74–83. DOI: 10.7868/S0205961413020012.
4. *Аванесов Г. А., Жуков Б. С., Сметанин П. С. и др.* Отработка технологии автономной навигации космических аппаратов дальнего космоса на Международной космической станции // *Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса.* 2020. Т. 17. № 7. С. 41–49. DOI: 10.21046/2070-7401-2020-17-7-41-49.
5. *Аванесов Г. А., Бережков А. В., Бессонов Р. В., ..., Жуков Б. С. и др.* Служебная телевизионная система КА «Луна-25» // *Астрон. вестн.* 2021. Т. 55. № 6. С. 601–617. DOI: 10.31857/S0320930X21060013.
6. *Аванесов Г. А., Жуков Б. С., Сметанин П. С.* Стенд для отработки технологии автономной припланетной оптической навигации КА // *Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса.* 2021. Т. 18. № 3. С. 108–117. DOI: 10.21046/2070-7401-2021-18-3-108-117.
7. *Балдина Е. А., Бессонов Р. В., Гришин В. А., Жуков Б. С. и др.* Оценка возможности использования карты береговых линий GSHHG для автономной оптической навигации космических аппаратов // *Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса.* 2016. Т. 13. № 3. С. 217–228. DOI: 10.21046/2070-7401-2016-13-3-217-228.
8. *Гришин В. А., Жуков Б. С.* Особенности проблемы распознавания образов применительно к задачам относительной навигации при стыковке космических аппаратов // *Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса.* 2020. Т. 17. № 7. С. 58–66. DOI: 10.21046/2070-7401-2020-17-7-58-66.
9. *Жуков Б. С., Василейский А. С., Жуков С. Б. и др.* Предварительная обработка видеоданных КМСС с КА «Метеор-М» // *Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса.* 2008. Вып. 5. Т 1. С. 260–266.
10. *Жуков Б. С., Жуков С. Б.* Алгоритм автономного выбора места посадки КА «Фобос-Грунт» по телевизионным изображениям // *Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса.* 2011. Т. 8. № 2. С. 281–288.
11. *Жуков Б. С., Кондратьева Т. В., Полянский И. В. и др.* Полетная радиометрическая кросскалибровка комплекса многозональной спутниковой съемки на КА «Метеор-М» №1 по спектрорадиометру MODIS на КА Терра // *Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса.* 2014. Т. 11. № 2. С. 123–137.

12. Жуков Б. С., Жуков С. Б., Форш А. А. Возможности навигационных измерений по лимбу Земли в видимом и ближнем ИК диапазоне // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2015. Т. 12. № 2. С. 61–76.
13. Жуков Б. С., Полянский И. В., Жуков С. Б. Автономная оптическая навигация на окололунных орбитах и при посадке на Луну с помощью сверхширокоугольной камеры. // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2017. Т. 14. № 2. С. 24–35. DOI: 10.21046/2070-7401-2017-14-2-24-35.
14. Жуков Б. С., Гришин В. А., Жуков С. Б. и др. Моделирование оптических навигационных измерений на траектории подлета к районам посадки на Луну // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2018. Т. 15. № 6. С. 154–168. DOI: 10.21046/2070-7401-2018-15-6-154-168.
15. Жуков Б. С., Гришин В. А., Жуков С. Б. и др. Моделирование оптических навигационных измерений при вертикальном спуске на поверхность Луны // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2018. Т. 15. № 6. С. 169–179. DOI: 10.21046/2070-7401-2018-15-6-169-179.
16. Жуков Б. С., Жуков С. Б., Кондратьева Т. В. и др. Автоматизация полетной геометрической калибровки Комплекса многозональной спутниковой съемки КМСС-М на КА «Метеор-М» № 2 // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2018. Т. 15. № 6. С. 201–212. DOI: 10.21046/2070-7401-2018-15-6-201-212.
17. Жуков Б. С., Гришанцева Л. А., Кондратьева Т. В. и др. Полетная геометрическая калибровка Комплекса многозональной спутниковой съемки КМСС-2 на КА «Метеор-М» № 2-2 // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2019. Т. 16. № 6. С. 93–100. DOI: 10.21046/2070-7401-2019-16-6-93-100.
18. Жуков Б. С., Кондратьева Т. В., Полянский И. В. Межгодовой тренд чувствительности камер комплекса многозональной спутниковой съемки КМСС-М на КА «Метеор-М» № 2 по результатам полетной калибровки в 2015–2020 гг. // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2021. Т. 18. № 1. С. 53–60. DOI: 10.21046/2070-7401-2021-18-1-53-60.
19. Жуков Б. С., Кондратьева Т. В., Полянский И. В. Коррекция автоматической географической привязки изображений комплекса многозональной спутниковой съемки КМСС-2 на КА «Метеор-М» № 2-2 // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2021. Т. 18. № 2. С. 75–81. DOI: 10.21046/2070-7401-2021-18-2-75-81.
20. Жуков Б. С., Кондратьева Т. В., Никитин А. В. и др. Полетная геометрическая калибровка комплекса аппаратуры КМСС-2 на КА

«Метеор-М» № 2-3 // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2024. Т. 21. № 1. С. 185–193. DOI: 10.21046/2070-7401-2024-21-1-185-193.

21. Кондратьева Т. В., Жуков Б. С., Пермитина Л. И. и др. Сопоставление радиометрических данных КМСС-М КА «Метеор-М» №2 с данными MODIS КА Terra и OLI Landsat-8 // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2018. Т. 15. № 2. С. 19–28. DOI: 10.21046/2070-7401-2018-15-2-19-28.
22. Орловский И. В., Михайлов М. В., Рожков С. Н., ..., Жуков Б. С. Сближение и причаливание космических аппаратов по измерениям аппаратуры спутниковой навигации, совмещенной с оптической подсистемой причаливания // Косм. техника и технологии. 2021, Т. 33. № 2. С. 88–97. DOI: 10.33950/spacetechn-2308-7625-2021-2-88-97.
23. Полянский И. В., Жуков Б. С., Кондратьева Т. В. Комплекс многозональной спутниковой съемки среднего разрешения для гидрометеорологических космических аппаратов // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2019. Т. 16. № 6. С. 83–92. DOI: 10.21046/2070-7401-2019-16-6-83-92.
24. Сагдеев Р. З., Аванесов Г. А., Крювель П., ..., Жуков Б. С. и др. Телевизионный эксперимент по наблюдению кометы Галлея с КА «Вега» // Письма в Астрон. журн. 1986. Т. 12. № 8. С. 593–603.

### **Публикации в иностранных рецензируемых журналах**

1. Avanesov G. A., Bonev B. I., Kempe F., ..., Zhukov B. S. et al. Television observations of Phobos: first results // Nature. 1989. V. 341. No. 6243. P. 585–587.
2. Avanesov G. A., Zhukov B., Ziman Ya, et al. Results of TV imaging of Phobos (Experiment VSK-FREGAT) // Planetary and Space Science. 1991. V. 39. No. 1/2. P. 281–295. [https://doi.org/10.1016/0032-0633\(91\)90150-9](https://doi.org/10.1016/0032-0633(91)90150-9).
3. Kolyuka Yu., Tikhonov V., Ivanov N., ..., Zhukov B. et al. Phobos and Deimos astrometric observations from the Phobos mission // Astronomical and Astrophysical. 1991. V. 244. P. 236–241.
4. Polyansky I., Zhukov B., Zubarev A. et al. Stereo Topographic Mapping Concept for the Upcoming Luna-Resurs-1 Orbiter Mission // Planetary and Space Science. 2018. V. 162. P. 216–232. DOI: 10.1016/j.pss.2017.09.013.
5. Sagdeev R. Z., Avanesov G. A., Barinov I. V., ..., Zhukov B. S. et al. Comet Halley: nucleus and jets (results of the VEGA mission) // Advances in Space Research. 1986. V. 5. No. 12. P. 95–104. [https://doi.org/10.1016/0273-1177\(85\)90072-9](https://doi.org/10.1016/0273-1177(85)90072-9).
6. Sagdeev R. Z., Szabo F., Avanesov G. A., ..., Zhukov B. S. Television observations of comet Halley from Vega spacecraft // Nature. 1986. V. 321. No. 6067. P. 262–266. DOI: 10.1038/321262a0.

*Жуков Борис Сергеевич*

**Автономная оптическая навигация космических аппаратов  
при полётах к Луне и малым телам Солнечной системы**

Автореферат диссертации на соискание учёной степени  
доктора технических наук

Подписано в печать \_\_. \_\_. 2025. Заказ \_\_\_\_\_

Формат 60×90/16. Усл. печ. л. 2,75. Тираж 100 экз.

Издательство ИКИ РАН. Москва, 117997, Профсоюзная, 84/32





